

**DERWENT-** 1997-331408

**ACC-NO:**

**DERWENT-** 199730

**WEEK:**

*COPYRIGHT 2006 DERWENT INFORMATION LTD*

**TITLE:** Satellite moving object vector determination - by using  
**difference of pseudo-distances** and Doppler frequency shift  
over **time** interval

**INVENTOR:** MASHKOV, A V; PUDLOVSKII, V B

**PATENT-ASSIGNEE:** PRIN STOCK CO[PRINR]

**PRIORITY-DATA:** 1994RU-0003896 (January 28, 1994)

**PATENT-FAMILY:**

<b>PUB-NO</b>	<b>PUB-DATE</b>	<b>LANGUAGE</b>	<b>PAGES</b>	<b>MAIN-IPC</b>
RU 2070315 C1	December 10, 1996	N/A	009	G01C 021/00

**APPLICATION-DATA:**

<b>PUB-NO</b>	<b>APPL-DESCRIPTOR</b>	<b>APPL-NO</b>	<b>APPL-DATE</b>
RU 2070315C1	N/A	1994RU-0003896	January 28, 1994

**INT-CL (IPC):** G01C021/00

**ABSTRACTED-PUB-NO:** RU 2070315C

**BASIC-ABSTRACT:**

Method uses a satellite working constellation and solves the navigation problem by the **difference in pseudo-distances** and the Doppler shift of frequency over a **time** interval. The value of the pseudo-distances differences at the start of the interval is formed by averaging the values of the differences of the pseudo-distances obtained over the whole interval. Time latching is by solving a navigation-time problem, while the actual values of the differences are formed taking account of the averaged value at the start of the interval and the integral of the difference of the Doppler frequency shift over the interval.

**USE** - Method concerns navigation, particularly space and is for finding state vector of moving object.

**CHOSEN-DRAWING:** Dwg.1/7

**TITLE-TERMS:** SATELLITE MOVE OBJECT VECTOR DETERMINE DIFFER PSEUDO DISTANCE DOPPLER FREQUENCY SHIFT TIME INTERVAL

**DERWENT-CLASS:** S02 W06

**EPI-CODES:** S02-B08; W06-A03A;

**SECONDARY-ACC-NO:**

**Non-CPI Secondary Accession Numbers:** N1997-275094



(19) RU<sup>(11)</sup> 2 070 315<sup>(13)</sup> C1  
(51) МПК<sup>6</sup> G 01 C 21/00

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО  
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

(21), (22) Заявка: 94003896/28, 28.01.1994

(46) Дата публикации: 10.12.1996

(56) Ссылки: ASHJAEE J., GPS Doppler Processing for Precise Positioning in Dynamic Applications-Navigation 32, N 4, 1985, p. 370 - 385.

(71) Заявитель:  
Акционерное общество "ПРИН"

(72) Изобретатель: Машков А.В.,  
Пудловский В.Б.

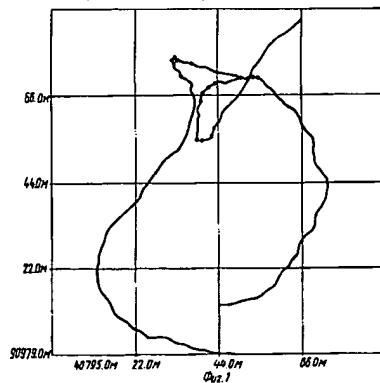
(73) Патентообладатель:  
Акционерное общество "ПРИН"

(54) СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА ПРИ ПОМОЩИ НАВИГАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области навигации, в частности, космической. Техническим эффектом использования изобретения является повышение быстродействия навигационных измерений при сохранении точности. Технический результат достигается тем, что при измерении вектора состояния определяемого объекта с использованием рабочего созвездия НКА навигационная задача решается на основе разности псевдодальностей и доплеровского сдвига частоты на временном интервале, значение разностей псевдодальностей на начало интервала формируется путем осреднения значений разностей псевдодальностей, полученных на всем интервале, привязка ко времени осуществляется путем решения навигационно-временной задачи, а текущие значения разностей псевдодальностей формируются с учетом осредненного

значения на начало интервала и интеграла разности доплеровского сдвига частоты на этом интервале. 3 з.п. ф-лы, 7 ил.



R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1

R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1



(19) RU (11) 2 070 315 (13) C1  
(51) Int. Cl. 6 G 01 C 21/00

RUSSIAN AGENCY  
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 94003896/28, 28.01.1994

(46) Date of publication: 10.12.1996

(71) Applicant:  
Aktionernoje obshchestvo "PRIN"

(72) Inventor: Mashkov A.V.,  
Pudlovskij V.B.

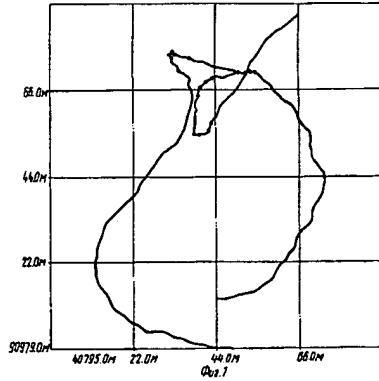
(73) Proprietor:  
Aktionernoje obshchestvo "PRIN"

(54) METHOD OF DETERMINATION OF VECTOR OF STATE OF MOBILE OBJECT WITH THE AID OF NAVIGATIONAL SPACECRAFTS OF SPACE NAVIGATION SYSTEM

(57) Abstract:

FIELD: space navigation. SUBSTANCE: for measurement of vector of state of determined object operational constellation of navigational spacecrafts is used and navigational problem is solved on basis of difference of pseudodistances and Doppler frequency shift over time interval. Value of differences of pseudodistances by start of interval is formed by way of averaging of values of differences of pseudodistances obtained over the whole of interval. Time referencing is carried out by solution of navigation-time problem. Present values of differences of pseudodistances are formed with allowance for averaged value for start of interval and integral of difference of Doppler frequency shift over same interval. EFFECT: increased speed of response of navigational measurements with keeping of

accuracy. 4 cl, 7 dwg



RU 2 070 315 C 1

RU 2 070 315 C 1

Изобретение относится к области космической навигации и может быть использовано для определения вектора состояния подвижных объектов при помощи навигационных космических аппаратов, входящих в систему Navstar.

Известен способ навигации подвижного объекта с использованием навигационных космических аппаратов (НКА) космической навигационной системы (КНС) Navstar, согласно которому вектор состояния подвижного объекта определяется дифференциальным методом, при котором на эталонном пункте, координаты которого исходно определены на местности в результате привязки геодезическими методами, размещается аппаратура потребителя (АП<sub>п</sub>), при помощи которой осуществляется прием и обработка сигналов, входящих в КНС, по разности координат эталонного пункта, полученных геодезическими методами и обработкой сигналов НКА, накопленных в течение навигационных сеансов, формируется поправка, передаваемая на подвижный объект, где эта поправка используется при формировании вектора состояния подвижного объекта совместно с результатами обработки навигационных сигналов НКА.

При этом возможно использование сформированной поправки как для коррекции координат, так и для коррекции навигационного параметра.

Недостатком известного способа является наличие погрешности в определении координат на уровне 4-6 метров.

Наиболее близким техническим решением является способ определения вектора состояния подвижного объекта при помощи НКА КНС, включающий измерение с привязкой ко времени псевдодальностей и доплеровского сдвига частоты по навигационным сигналам НКА, образующих группу НКА в составе КНС с числом НКА не менее трех, на определяемом объекте и эталонном пункте, определение псевдодальности до k-го НКА на момент времени t<sub>i</sub> как суммы псевдодальности, измеренной на момент времени t<sub>0</sub> и интеграла от доплеровского сдвига частоты на интервале времени от t<sub>0</sub> до t<sub>i</sub>, определение на эталонном пункте поправки к навигационному параметру НКА, передачу полученной поправки на подвижный объект, определение вектора состояния подвижного объекта с учетом определенных значений псевдодальности, измеренного доплеровского сдвига частоты и поправки к навигационному параметру НКА.

Недостаток известного способа заключается в том, что для определения вектора состояния объекта по данному способу необходимо наряду с фазой кода (псевдодальность) измерять фазу несущей, что приводит к неоправданности в определении местоположения, устранить которую можно либо (при движении объекта) непрерывным наблюдением за НКА одной и той же группы в течение длительного интервала времени, либо при наблюдении за разными группами НКА, но в этом случае объект, координаты которого определяются, должен быть неподвижен. При этом интервал непрерывного наблюдения может составлять отрезок времени порядка 45 минут. Кроме

того, обеспечение непрерывного наблюдения за одной и той же группой НКА может встретить определенные трудности, обусловленные наличием естественных помех (высоты на местности, здания и т. д.)

Кроме того, наличие в сигнале, соответствующем фазе кода, составляющей обусловленной уходом временной шкалы, а в сигнале, соответствующем доплеровскому сдвигу-составляющей, соответствующей скорости ухода временной шкалы, приводят к снижению точности определения вектора состояния.

Наряду с перечисленными выше недостатками снижение точности при использовании НКА КНС вызвано наличием режима ограниченного доступа - S/A Selective Availability введенного министерством обороны США искусственного загрубления навигационных сигналов открытого доступа.

Техническим эффектом, достигаемым при использовании изобретения, является повышение быстродействия при определении вектора состояния подвижного объекта при сохранении точности.

Технический эффект достигается тем, что в способе определения вектора состояния подвижного объекта при помощи НКА КНС, включающем измерение с привязкой ко времени псевдодальностей и доплеровского сдвига частоты по навигационным сигналам НКА, образующих группу НКА в составе КНС с числом НКА не менее трех, на определяемом объекте и эталонном пункте определение псевдодальности до k-го НКА на момент времени t<sub>i</sub> как суммы псевдодальности, измеренной на момент времени t<sub>0</sub> и интеграла от доплеровского сдвига частоты на интервале времени от t<sub>0</sub> до t<sub>i</sub>, определение на эталонном пункте поправки к навигационному параметру НКА, передачу полученной поправки на подвижный объект, определение вектора состояния подвижного объекта с учетом определенных значений псевдодальности, измеренного доплеровского сдвига частоты и поправки к навигационному параметру, дополнительно осуществляют слежение за НКА, образующими одну и ту же группу НКА рабочее созвездие, на эталонном пункте и на подвижном объекте, в группе НКА одновременно наблюдавшихся на эталонном пункте и подвижном объекте выбирают один НКА-ведущий, формируют разности псевдодальностей до ведущего НКА и каждого из НКА рабочего созвездия, формируют разности доплеровского сдвига частот по ведущему НКА и каждому из НКА созвездия, формируют по текущим значениям разности псевдодальности с помощью доплеровского сдвига частоты значения разности псевдодальностей на начальный момент времени, определяемый по наличию одного и того же созвездия на эталонном и подвижном пунктах, определяют на начальный момент приведенные значения разностей псевдодальностей для подвижного пункта, формируют текущие значения вектора состояния подвижного пункта на основе средненых значений разности псевдодальностей и интеграла от разности доплеровского сдвига частоты на интервале от начального момента времени до момента времени, на который определяются вектор состояния подвижного объекта, при

изменении рабочего созвездия НКА общего для подвижного и эталонного пунктов момент смены созвездия принимается за начальный и вновь при движении подвижного объекта с учетом измеренных навигационных параметров формируют осредненное значение разности псевдодальностей, используемое при формировании текущего вектора состояния подвижного объекта, при наличии в рабочем созвездии трех НКА последнее значение высоты, полученное на подвижном объекте путем решения навигационной задачи, запоминается и используется при решении навигационной задачи совместно с текущими значениями параметров, формируемых на основе навигационных измерений, или используется при отсутствии в рабочем созвездии четвертого НКА значение высоты, получаемого от внешнего источника информации, при появлении в рабочем созвездии четвертого НКА полученный на предыдущем интервале вектор состояния подвижного объекта уточняется с учетом решения навигационной задачи на основе информации по четырем, как минимум НКА рабочего созвездия, привязка ко времени навигационных параметров, полученных путем приема от обработки навигационных сигналов НКА, осуществляется путем решения навигационно-временной задачи.

Способ осуществляется следующим образом.

При использовании навигационной аппаратуры потребителя фирмы Trimble Navig Ltd возможно получение в специальном режиме работы результатов измерений псевдодальностей и доплеровского сдвига частоты несущей сигнала на частоте 1575,42 МГц по всем НКА, сигналы которых сопровождались приемным устройством на текущий момент времени.

В стандартном режиме работы шестиканальная НАП указанных выше моделей одновременно имеет возможность сопровождать сигналы 6 НКА и может периодически или в режиме мультиплексирования следить за 8 НКА, находящимися в зоне радиовидимости ее антенного устройства. Это позволяет существенно упростить реализацию условия идентичности НКА в рабочих созвездиях для эталонного пункта и подвижного объекта, чей вектор состояния определяется. Так, при записи на эталонном пункте навигационных параметров практически по всем видимым НКА можно гарантировать, что четыре или как минимум три из них войдут в состав рабочего созвездия второго комплекта НАП, установленного на подвижном объекте при расстоянии между пунктами по крайней мере до 500 километров.

На эталонном пункте, таким образом, производится запись с привязкой ко времени результатов измерений псевдодальностей и доплеровского сдвига по максимальному числу видимых НКА. Одновременно при помощи НАП, установленной на подвижном объекте, производится аналогичный процесс измерений по сигналам НКА рабочего созвездия. На подвижном объекте дополнительно осуществляется запоминание также с привязкой ко времени координат подвижного объекта, определенных по полученным параметрам (псевдодальностям

и доплеровскому сдвигу частоты). При этом и на эталонном пункте, и на подвижном объекте осуществляется привязка ко времени, которое определяется при решении навигационно-временной задачи.

5 Координаты эталонного пункта при этом известны с высокой точностью. Они определяются заранее, например, при помощи геодезической привязки.

Вычисление положения подвижного объекта при этом производится с использованием следующих выражений:

$$\hat{x}_{n(t_i)} = \tilde{x}_{n(t_i)} - \bar{\Delta}x_{t_i}, \quad (1)$$

$$\bar{\Delta}x_{t_i} = H_n^{-1}(t_i) \cdot \bar{b} \bar{r} x_{t_i}, \quad (2)$$

где  $\hat{x}_{n(t_i)}$  оценка скорректированного

$$x_{n(t_i)}$$
 вектора положения подвижного объекта на момент времени  $t_i$ ;

20  $\tilde{x}_{n(t_i)}$  вектор положения подвижного

объекта, полученный на момент времени  $t_i$  в результате решения навигационной задачи в НАП, установленной на подвижном объекте;

25  $\bar{b} \bar{r} x_{t_i}$  вектор дифференциальной

коррекции координат подвижного объекта;

$H_n(t_i)$  градиентная матрица, рассчитываемая с учетом определенных

координат подвижного объекта;

$$\bar{b} \bar{r} x_{t_i}$$
 вектор дифференциальной

коррекции разности псевдодальностей, измеренных на подвижном объекте.

Разности псевдодальностей и на эталонном пункте, и на подвижном объекте формируются следующим образом: один из спутников рабочего созвездия выбирается ведущим обычно это самый "высокий" из всех видимых НКА и измерения по этому спутнику вычитываются из измерений по остальным спутникам созвездия.

Вектор дифференциальной коррекции определяется в соответствии со следующими выражениями:

$$45 \bar{b} \bar{r} x_{t_i} = (\bar{p} r_k(t_i) - \bar{r} x_{t_i}) - (\bar{p} r_0(t_i) - \bar{r} x_{t_i}) - (\bar{p} r_{k+1}(t_i) - \bar{r} x_{t_i}) - (\bar{p} r_{k-1}(t_i) - \bar{r} x_{t_i}) - (\bar{p} r_{k-2}(t_i) - \bar{r} x_{t_i})$$

$$50 \bar{r} x_{t_i} = \sqrt{\Delta x_k^2(t_i) + \Delta y_k^2(t_i) + \Delta z_k^2(t_i)}, \quad (3)$$

$$\Delta X_k(t_i) = X_k(t_i) - X_p$$

$$\Delta Y_k(t_i) = Y_k(t_i) - Y_p$$

$$\Delta Z_k(t_i) = Z_k(t_i) - Z_p$$

55 где  $\bar{p} r_k(t_i)$ ,  $\bar{r} x_{t_i}$  результаты

измерений псевдодальности по сигналам  $k$ -го и ведущего (0) НКА соответственно, полученные на эталонном пункте и подвижном объекте,

$$56 \hat{x}_{k(t_i)}, \hat{x}_{0(t_i)}$$
 результаты по

дальности до  $k$ -го и ведущего (0) НКА соответственно, полученные на подвижном объекте при помощи вычислителя, входящего

в состав НАП, установленной на подвижном объекте,

$X_k, Y_k, Z_k$  координаты k-го НКА в геоцентрической системе координат,

$X_p, Y_p, Z_p$  координаты подвижного объекта или эталонного пункта в геоцентрической системе координат.

Выражения для градиентной матрицы при этом носят следующий вид:

$$H_{k,1} = \Delta X_k (R_k - \Delta X_o) R_o$$

$$H_{k,2} = \Delta Y_k (R_k - \Delta Y_o) R_o$$

$$H_{k,3} = \Delta Z_k (R_k - \Delta Z_o) R_o$$

Использование в качестве навигационных параметров, по которым решается навигационная задача по определению вектора состояния подвижного объекта, разностей псевдодальностей позволяет упростить вычисление обратной градиентной матрицы, а также скомпенсировать влияние различных величин уходов временной школы НАП на эталонном пункте и подвижном объекте.

Как и в случае метода коррекции координат, в данном случае может быть проведена статистическая обработка результатов уточненного положения подвижного объекта, движущегося по привязываемому маршруту.

$R_k(t_i), R_0(t_i)$  расчетные дальности до k-го и ведущего НКА, полученные на эталонном пункте.

При моделировании способа для дополнительного сглаживания результатов дифференциальной коррекции были предприняты попытки использовать простейший алгоритм фильтрации, например с использованием весовых коэффициентов и имеющие вид:

$$\hat{d}_k = \hat{d}_{k-1} + K(\tilde{d}_k - \hat{d}_{k-1}),$$

где  $\tilde{d}_k$  оцениваемая величина на k-том шаге сглаживания;

$\hat{d}_k, \hat{d}_{k-1}$  ее оценки на k-том и предыдущем шагах;

K весовой коэффициент.

Предварительная фильтрация указанным алгоритмом корректирующих поправок разностно-дальномерных измерений вида ( $\delta DR(t_i)$ ) не дает положительных результатов, возможно из-за временной декорреляции, вызванной влиянием Selective Availability, особенно при интервалах между измерениями более 10 секунд.

Чтобы исключить при интегрировании накопление ошибок, вызванных уходом часов НАП, осуществляется формирование разности псевдодальностей с учетом проинтегрированной разности измеренных значений доплеровского сдвига частоты несущей.

Для вычисления вектора  $V_n$  движущейся НАП использовалось следующее выражение:

$$\bar{V}_n(t_i) = H^{-1}(t_i) \cdot \delta \bar{v}(t_i), \quad (8)$$

где  $\bar{v}_n(t_i)$  оценка скорректированного

вектора скорости НАП на привязываемом маршруте на момент времени;

$\delta \bar{v}(t_i)$  вектор дифференциальной

коррекции разностей радиальных квазискоростей, измеренных НАП на привязываемом маршруте.

Выражение для вычисления вектора дифференциальной коррекции разностей квазискоростей, измеренных НАП, установленной на подвижном объекте, привязка маршрута движения которого осуществляется:

$$\begin{aligned} \delta v_k(t_i) = & ((\bar{v}_n(t_i) - \bar{v}_k(t_i)) - (\bar{v}_o(t_i) - \\ & - \bar{v}_o(t_i))) - ((\bar{v}_n(t_i) - \bar{v}_k(t_i)) - (\bar{v}_o(t_i) - \\ & - \bar{v}_o(t_i)))_{ns} \end{aligned}$$

K 1, 2, 3.

$$v_k = (\dot{x}_k - \dot{x}_p)(x_k - x_p) + (\dot{y}_k - \dot{y}_p)(y_k - y_p) + \dots \quad (10)$$

$$+ (\dot{z}_k - \dot{z}_p)(z_k - z_p)$$

где  $\bar{v}_n(t_i), \bar{v}_o(t_i)$  результаты

измерений радиальных квазискоростей по доплеровским сигналам k-го и ведущего (0) НКА, соответственно полученные на опорном и привязываемом пунктах;

$V_k(t_i), V_0(t_i)$  результаты расчета радиальной скорости k-го и ведущего (0) НКА, соответственно полученные на опорном пункте;

$$\hat{v}_k(t_i), \hat{v}_o(t_i)$$
 результаты расчета

скорости k-го и ведущего (0) НКА соответственно, полученные на привязываемом пункте;

$$\dot{x}_k, \dot{y}_k, \dot{z}_k$$
 производные координат

k-го НКА в геоцентрической системе координат;

$$\dot{x}_p, \dot{y}_p, \dot{z}_p$$
 производные координат

привязываемого или опорного пунктов в геоцентрической системе координат.

В этом случае вектор дифференциальной коррекции положения движущейся НАП определяется с учетом вычисленного вектора согласно следующему выражению:

$$\hat{\Delta x}(t_i) = K_c \hat{x}_n(t_i) - \hat{x}_n(t_{i-1}) + \dots \quad (11)$$

$$+ K_c \bar{v}_n(t_i) \cdot (t_i - t_{i-1})$$

при условии  $K_c + K 1$ .

где  $\hat{x}_n(t_i)$  скорректированный по разностно-дальномерным измерениям дифференциальным методом вектора положения НАП, установленной на движущемся объекте.

Использование информации о векторе и позволяет в принципе иметь независимую от дальномерных измерений оценку приращения координат во время движения объекта. Соответствующие весовые коэффициенты использованы для объединения дальномерных и доплеровских измерений. Соотношение  $K_c$  и  $K$  определяется соотношением точности дальномерного и скоростного каналов НАП.

Кроме того, так как алгоритм

интегрирования измерений доплеровского сдвига несущей последовательен, то в значениях псевдодальности, полученных с помощью интеграла от доплеровского сдвига частоты на начальном участке времени содержится остаточный шум из-за недостаточного числа измерений, по которым формируется среднее значение псевдодальности на момент времени  $t_0$ .

Поэтому до тех пор, пока позволяет одинаковость условий (например, до тех пор, пока не изменилось рабочее созвездие или не изменились эфемериды НКА) производится вычисление значений интегрированного доплера на текущий момент времени и осредняются значения псевдодальности, приведенные на начальный момент времени. При смене рабочего созвездия на подвижном пункте или на эталонном пункте вновь выбирается рабочее созвездие не менее, чем из трех НКА и начинается формирование псевдодальности на момент  $t_0^{+1}$  и самого момента  $t_0^{+1}$ .

Алгоритм коррекции данных дальномерных измерений по фазе С/А кода НКС GPS Navstar с помощью интегрирования измерений доплеровского сдвига частоты несущей сигналов НКА имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} & ID_k(t_i) ID_k(t_{i-1}) + (PV_k(t_i) PV_0(t_i)) * (t_i - t_{i-1}), \quad (12) \\ & dPRO_k(t_i) (PR_k(t_i) PR_0(t_i)) ID_k(t_i), \quad (13) \\ & dPRO_k(t_i) (dPRO_k(t_{i-1}) * (i-1) + \\ & dPRO_k(t_i))/i, \quad (14) \end{aligned}$$

где  $ID_k(t_i)$ ,  $ID_k(t_{i-1})$  интеграл от доплеровского сдвига частоты, соответствующий счетному значению разности псевдодальностей пары НКА на  $t_i$  и  $t_{i-1}$  моменты времени для  $k$ -го НКА;

$dPRO_k(t_i)$  разница псевдодальностей  $k$ -го и ведущего НКА на момент времени  $t_0$ , полученная в результате измерений в момент  $t_i$ ;

$dPRO_k(t_i)$ ,  $dPRO_k(t_{i-1})$  осредненное значение  $dPRO_k(t_i)$ .

После чего осуществляется расчет разности псевдодальностей, формируемых с учетом проинтегрированного доплера по полученной оценке разностей псевдодальностей на момент времени и заполненным значением интегрированного доплера, т. е. реализуется следующее выражение:

$$\hat{PR}_k(t_i) - PR_0(t_i) = dPRO_k(t_i) + ID_k(t_i). \quad (15)$$

$k = 1, 2, 3$

При наличии в поле зрения только трех НКА высота не может быть определена и в этих случаях до появления в поле зрения НАП подвижного пункта четвертого НКА либо пользуются значением высоты от внешнего источника информации (например, при движении по морю можно считать, что высота над уровнем моря равна нулю), либо запоминают последнее полученное значение высоты и текущее значение высоты принимают равным запомненному.

По полученным разностям псевдодальностей на момент времени путем решения классической навигационной задачи (см. например, 1) определяется для каждого момента времени вектор состояния подвижного объекта.

На фиг. 1 представлены на плоскости  $x$ ,  $y$  в системе координат Гаусса-Крюгера результаты одной из серий навигационных определений привязываемого пункта до и после проведения дифференциальной коррекции. Для наглядности точки фиксации положения на плоскости соединены отрезками последовательно по времени их получения.

Результаты фильтрации скорректированных координат с учетом значений информации о векторе  $V_n$  согласно формуле (II) проиллюстрированы на фиг. 2 в сравнении с результатами координат только по разностям псевдодальностей без фильтрации.

На фиг. 3 приведены результаты коррекции координат, определяемых по измерениям псевдодальности по фазе С/А кода НКС GPS Navstar с помощью интегрирования измерений доплеровского сдвига частоты несущей сигналов НКА.

Результаты фильтрации скорректированных координат, полученных при формировании разности псевдодальностей с помощью интегрирования измерений доплеровских частот и с учетом привлечения информации о векторе согласно формуле 11, представлены на фиг. 4, в сравнении с результатами коррекции координат только по разностям квазидальностей без фильтрации.

Представление об эффективности указанных алгоритмов коррекции координат при движении привязываемого объекта (автомобиля) со скоростью не выше 30 км/час дают фиг. 5 и 6. Общий вид маршрута движения отражает фиг. 5, а рис. 6 иллюстрирует в более мелком масштабе одну из промежуточных точек остановки на этом маршруте. При этом результаты коррекции координат с использованием сигнала, пропорционального доплеровскому сдвигу частоты, показаны на фиг. 6 в сравнении с результатами коррекции координат только по разностям псевдодальностей без фильтрации, а на фиг. 5 в сравнении с результатами нескорректированных измерений координат.

Для проведения предварительного тестирования результатов применения дифференциальных алгоритмов при обработке информации снимаемой с НАП было применено программное обеспечение PFINDER фирмы Trimble Navigation (Pfinder User Guide-Timble Navigation Ltd 1993), позволяющее обрабатывать аналогичные данные и обеспечивающее точность (2dMRS) 2-5 м. Результат применения этой программы приведен фиг. 7.

Качественный сравнительный анализ результатов, представленных на фиг. 3, 4 и фиг. 7, а также данные статистической обработки, полученные при моделировании, позволяют сделать вывод о достаточной степени эффективности используемых простейших алгоритмов дифференциальной обработки навигационных данных, получаемых следующими моделями НАП: TRANSPAK-11, ACUTIME, Sveesik.

Можно сделать следующие выводы:  
информация, поступающая с НАП Trimble Navigation, является достаточной для реализации двух основных методов дифференциальной коррекции

навигационных измерений;

использование метода поддержки дальномерных измерений по фазе С/А-кода с помощью интегрирования информации о доплеровском сдвиге частоты несущей позволяет снизить погрешность результатов дифференциальной обработки до 2 м даже без использования специальных процедур фильтрации.

#### Формула изобретения:

1. Способ определения вектора состояния объекта при помощи навигационных космических аппаратов (НКА) космической навигационной системы (КНС), заключающийся в измерении на определенном объекте и эталонном пункте с привязкой ко времени псевдодальнностей и доплеровского сдвига частот по навигационным сигналам НКА, образующим одну группу НКА-рабочее созвездие в составе КНС, и определении на эталонном пункте поправки к навигационному параметру НКА, передаче полученной поправки на определяемый объект и определении вектора состояния определяемого объекта с учетом измеренных навигационных параметров и поправок к ним, отличающийся тем, что для измерения выбирают созвездие НКА с числом не менее трех, на эталонном пункте и определяемом объекте выбирают один НКА-ведущий, формируют разности псевдодальнностей до ведущего НКА и каждого НКА рабочего созвездия, формируют разности доплеровского сдвига частоты по ведущему НКА и каждому НКА рабочего созвездия, формируют разность псевдодальностей на начальный момент  $t_0$  по текущим значениям разности псевдодальнностей и текущим значениям разности доплеровского сдвига частоты как разности текущих значений разностей псевдодальнностей и интеграла от разностей

доплеровского сдвига частоты, при этом  $t_0$  определяется по смене созвездий, а текущее значение вектора состояния определяемого объекта формируют с учетом осредненных значений разности псевдодальнностей, сформированных как сумма осредненных значений разностей псевдодальнностей на момент  $t_0$  и интеграла от разности доплеровского сдвига частоты на интервале от начального момента времени  $t_0$  до момента, на который определяется вектор состояния, при изменении рабочего созвездия НКА операции формирования текущего значения вектора состояния повторяют.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что при наличии в рабочем созвездии трех НКА запоминают последнее значение высоты, полученное на определяемом объекте путем решения навигационной задачи при наличии созвездия, состоящего из четырех и более НКА, и используют запомненное значение высоты при решении навигационной задачи совместно с значениями параметров, полученных на основе текущих навигационных измерений для определения вектора состояния.

3. Способ по п.1, отличающийся тем, что при наличии в рабочем созвездии трех НКА, используется значение высоты, получаемое от внешнего источника информации при решении навигационной задачи совместно с значениями параметров, полученных на основе текущих навигационных измерений для определения вектора состояния.

4. Способ по п. 2, отличающийся тем, что при появлении в рабочем созвездии четвертого НКА полученный на предыдущем измерении вектор состояния определяемого объекта уточняется с учетом решения навигационной задачи по информации от не менее чем четырех НКА.

40

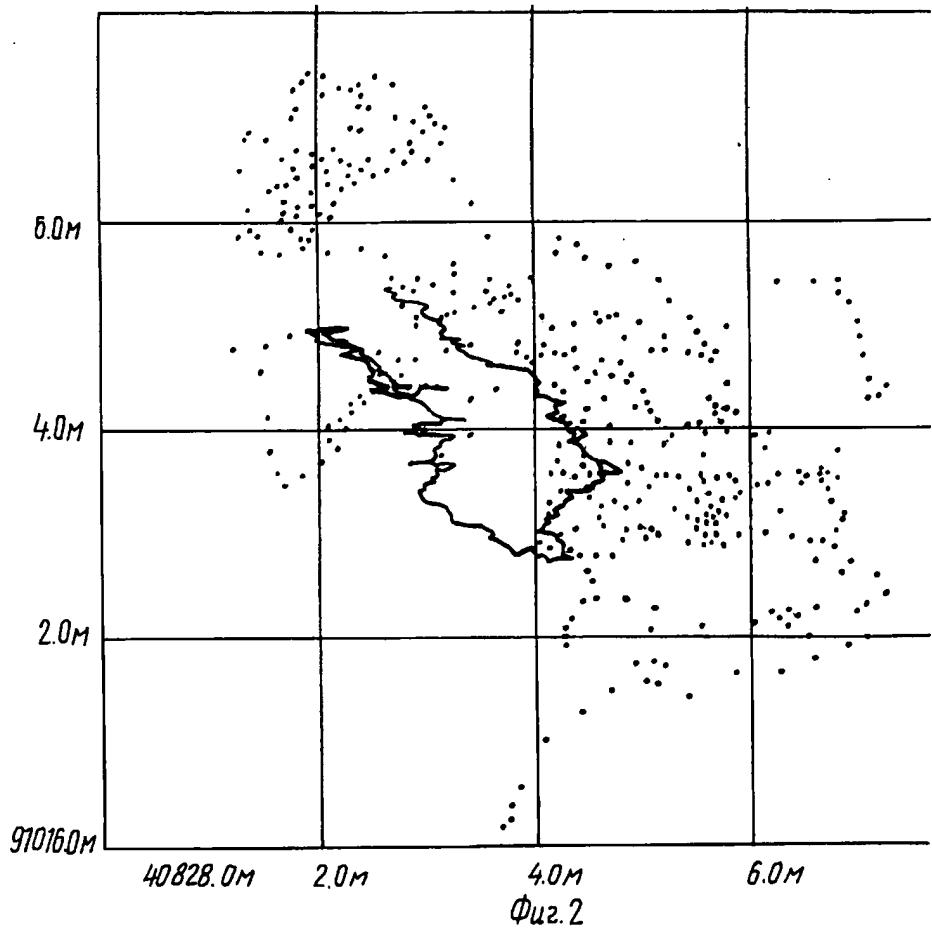
45

50

55

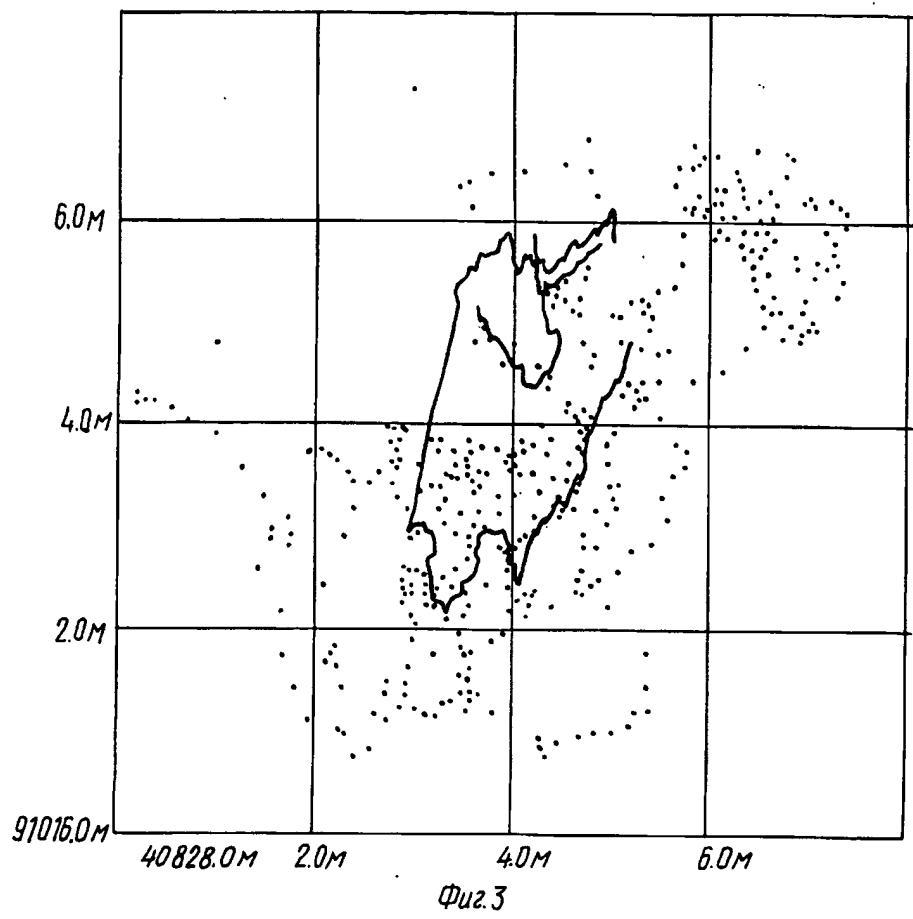
60

R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1



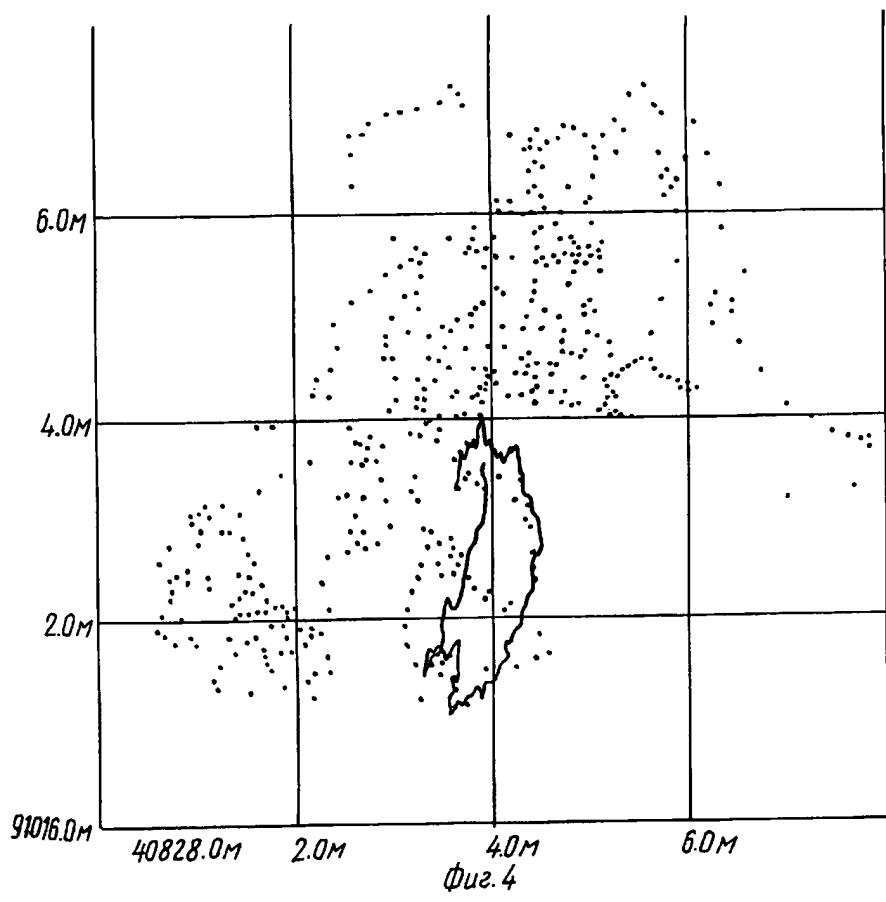
R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1

R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1



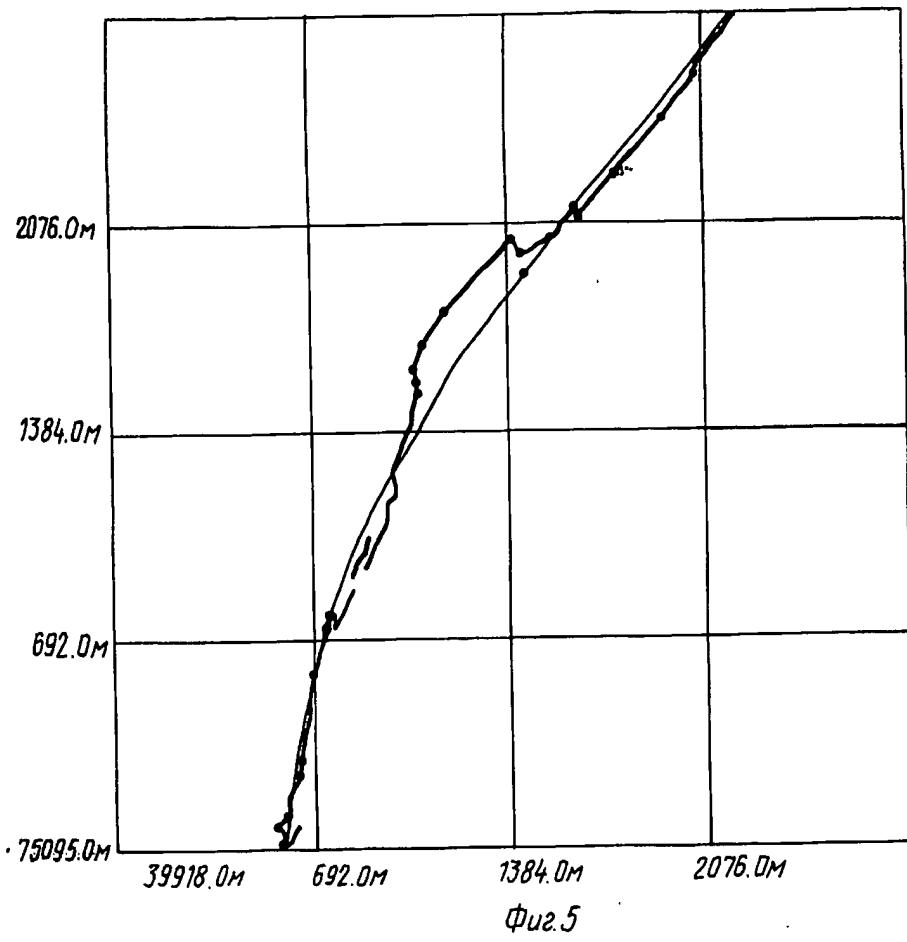
R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1

R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1



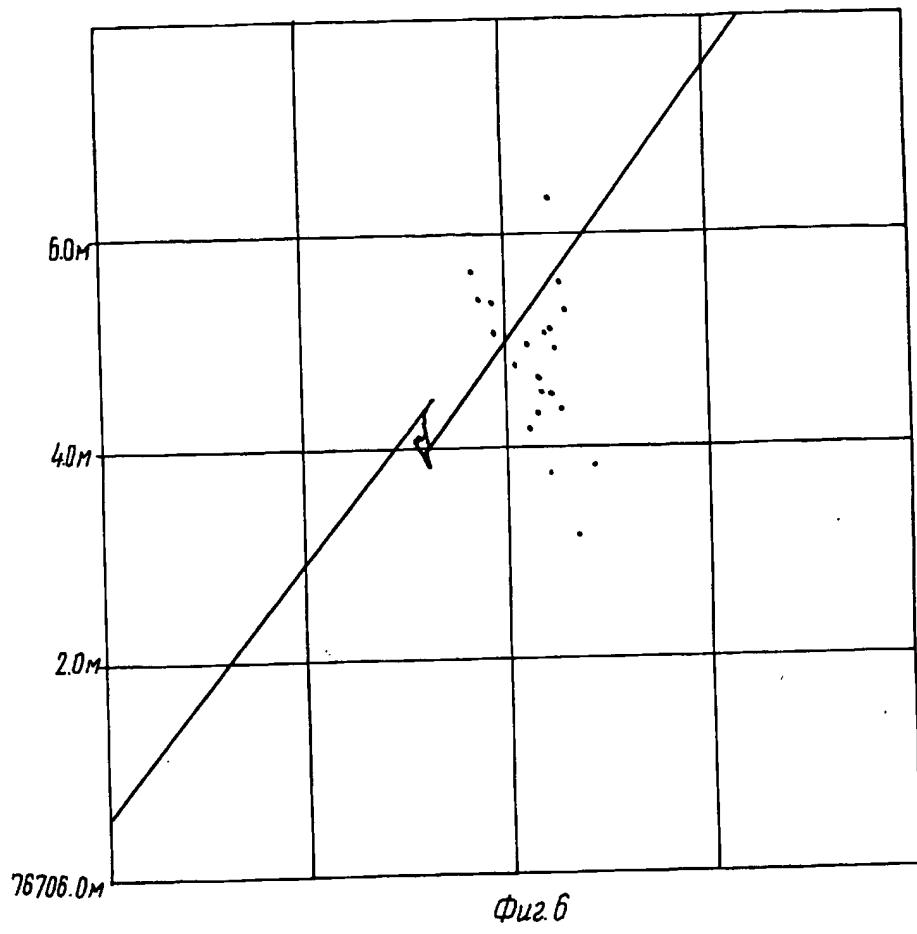
R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1

R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1



R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1

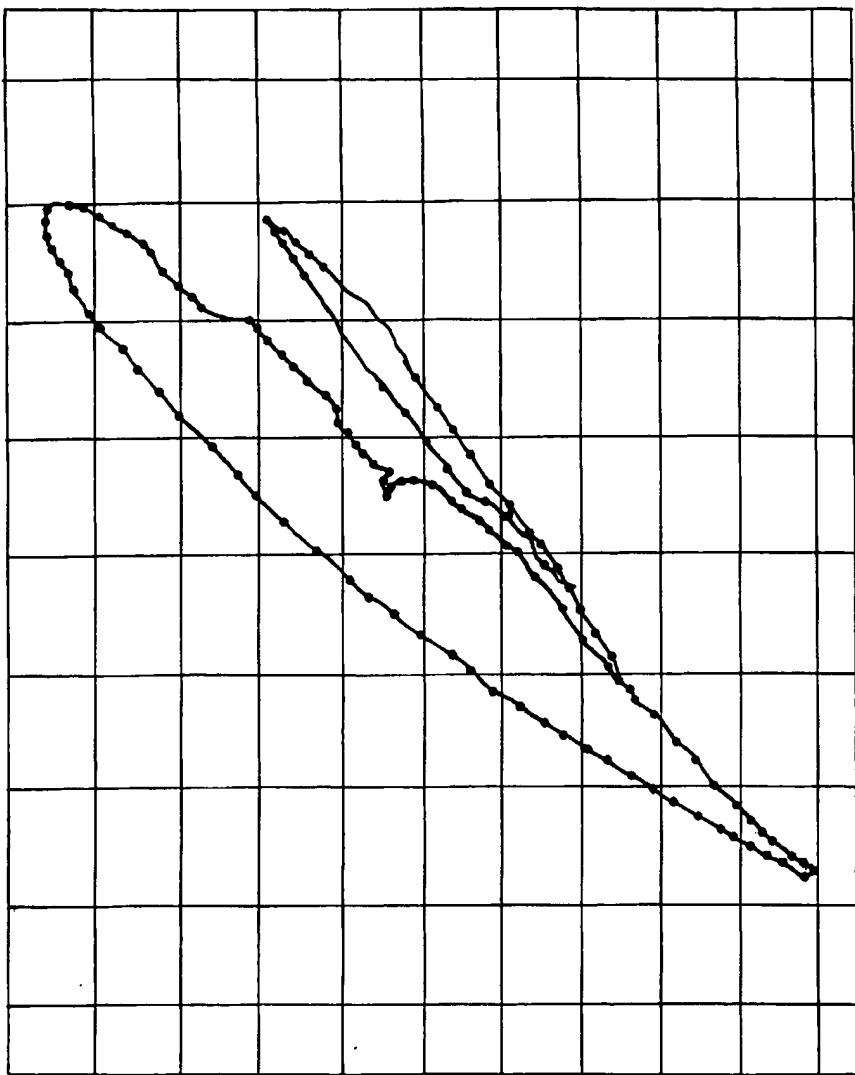
R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1



R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1

R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1

Fig.7



R U 2 0 7 0 3 1 5 C 1